

*Ефимов М.В.,
инженер-конструктор 3 категории сектора оснастки для мехобработки,
контрольно-измерительной оснастки и инструмента отдела
проектирования оснастки и инструмента
АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»*

Россия, г. Химки

*Бруев В.Н.,
оператор станков с программным управлением 5 разряда
токарного участка (115-1) механического цеха (115)
АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»*

Россия, г. Химки

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ НА ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ: РЕТРОСПЕКТИВНЫЙ АНАЛИЗ

Аннотация: в статье представлена информация о состоянии развития жидкостных ракетных двигателей с топливом на жидком водороде. Установлено, что проверка эксплуатационной надёжности и снижение затрат на разработку двигателей достигается за счёт модернизации существующих двигателей. Отмечена тенденция плавного перехода от ступенчатого цикла сжигания к детандерному циклу для повышения надёжности и ценовой конкурентоспособности. Однако, несмотря на существенный пласт отечественных исследований, начавшихся с 60-х годов, остаётся нерешённым ряд вопросов по безопасной эксплуатации двигателей на водородном топливе, ввиду чего крайне важно проведение дальнейших соответствующих работ.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, водородное топливо, детандерный цикл, ракетостроение.

Annotation: *the paper reports the current development of liquid rocket engines using liquid hydrogen fuel. It is found that the verification of operational reliability and cost reduction is achieved by upgrading the existing engines. The tendency of a gradual transition from the staged combustion cycle to the expander cycle in order to improve reliability and price competitiveness is discussed. However, despite a significant layer of domestic research that began in the 60's, a number of issues on the safety of hydrogen fuel engines remain unresolved, in view of which it is extremely important to carry out further relevant research. This review analyses the structure of a spacecraft liquid-propellant rocket vehicle, which is the main type of propulsion systems in launch vehicles and spacecrafts.*

Key words: *liquid rocket engines, hydrogen fuel, expander cycle, rocket engine design.*

Первый в мире искусственный спутник Земли, советский космический аппарат «Спутник-1», запущенный на орбиту с помощью ракеты-носителя «Р-7» 4 октября 1957 года, послужил триггером к развитию технологий жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), первые из которых работали на кислородно-керосиновом топливе [1, с. 12]. Под руководством В. П. Глушко впервые в отечественной космической промышленности была создана серия опытных ракетных двигателей «ОРМ» (опытные ракетные моторы), работающих на жидком топливе (керосин, бензин, толуол, и т. п.) [2].

Разработка ракетного носителя на водородном топливе началась значительно позднее: стимулом к исследованиям явились успешная разработка двигателя RS-25 или SSME (англ. Space Shuttle Main Engine, главный двигатель Спейс Шаттла) американской ракеты-носителя и высокая транспортная мощность отечественной ракеты-носителя «Сатурн-5».

Так, в СССР в 1976 году начались разработки, а в 1987 году также под руководством В. П. Глушко был выпущен первый водородный двигатель РД-0120, функционирующий на жидком кислороде в качестве окислителя, и

жидком водороде в качестве топлива (рисунок 1). Данный вид ЖРД развивал удельный импульс 455 с и в тягу в пустоте 200 тс, и имел ступенчатый цикл сгорания, при котором газообразные продукты сгорания, образующиеся в предпусковом подогревателе, приводили в движение топливные турбонасосы и поступали в камеру сгорания. РД-0120 содержал одновальный механизм – турбина соосно соединялась с турбонасосом [1, с. 13].

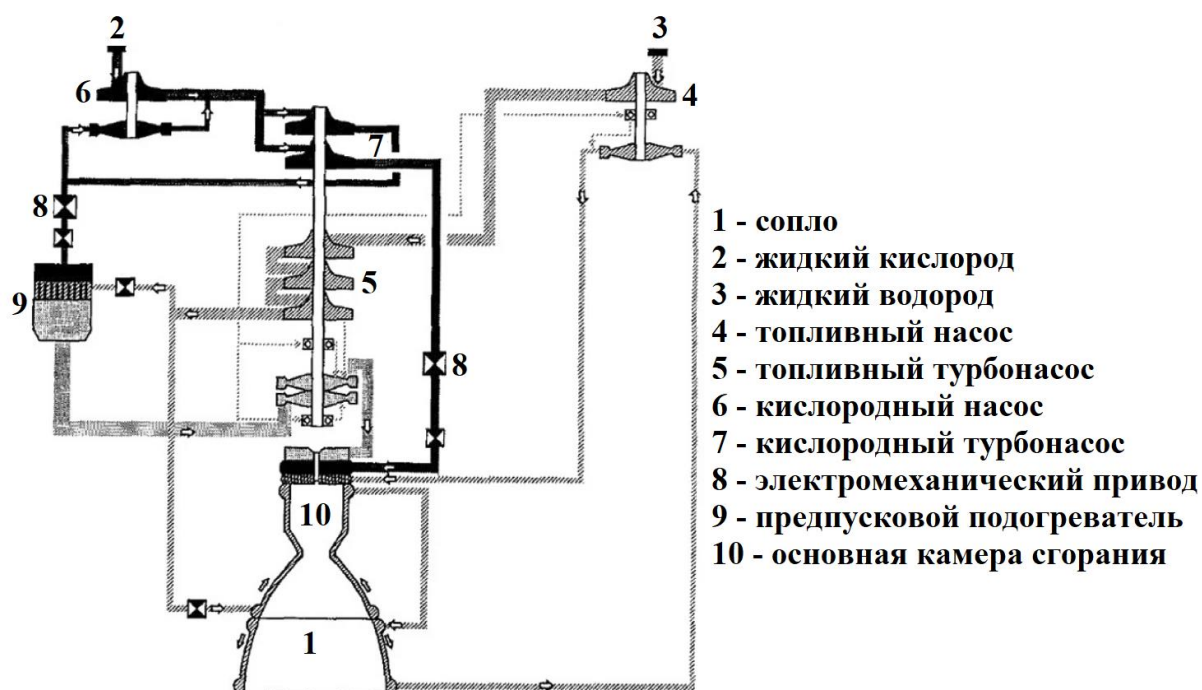


Рисунок 1. Схема двигателя РД-0120 [1, с. 13]

Четыре однокамерных кислородно-водородных двигателя РД-0120 с успехом использовались на центральном блоке 2-ой ступени двигательной установки ракеты-носителя «Энергия» вместе с четырьмя четырёхкамерными кислородно-керосиновыми двигателями РД-170, обладающими рекордными параметрами и не имеющими аналогов за рубежом.

Отметим, что в начале 1960-х годов по модели двигателя РД-56 (11Д56) был создан криогенный двигатель КВД-1 для разгонного блока ракеты-носителя Н-1, предназначенной для пилотируемого исследования Луны Советским Союзом, однако от разработки двигателя отказались после четырёх последовательных неудачных запусков. Позднее КВД-1 выпускался в рамках

технологического соглашения с Индией в 1991 году по программе Индийской организации космических исследований (ISRO), последний выпуск усовершенствованного двигателя датируется 2010 годом. В настоящее время КВД-1 в ракетостроении не используется.

Активно ведётся разработка форсированного двигателя для разгонного блока КВТК тяжёлой ракеты-носителя «Ангара-А5». Тестируется кислородно-водородный двигатель РД-0146, первый испытательный пуск которого состоялся ещё в 2001 году, и его модификаций – РД-0146Д, впервые запущенном в 2012 году, и РД-0146Д1 – в 2014 году. Удельный импульс двигателей составляет 463 с для РД-0146, 470 с – для РД-0146Д и РД-0146Д1, тяга в пустоте – 10,0; 7,5; 9,0 тс соответственно.

РД-0146 – двигатель с детандерным циклом, при котором турбонасосы приводятся в действие отходящим теплом, поглощаемым в сопле и камере сгорания (рисунок 2). Высокий КПД двигателя, минимизация габаритов и массы насоса были достигнуты за счёт высокой частоты вращения топливного насоса, составляющей около 123 000 оборотов в минуту [3, с. 4904]. В конструкции использовалось расширительное сопло из термостойкого углеродного композита для повышения эффективности детандерного цикла, и высокопрочного сплава на основе никеля и жаропрочной стали для снижения веса камеры сгорания на 30%. Дополнительно габариты были уменьшены за счёт оребрения огневой стенки камеры [4].

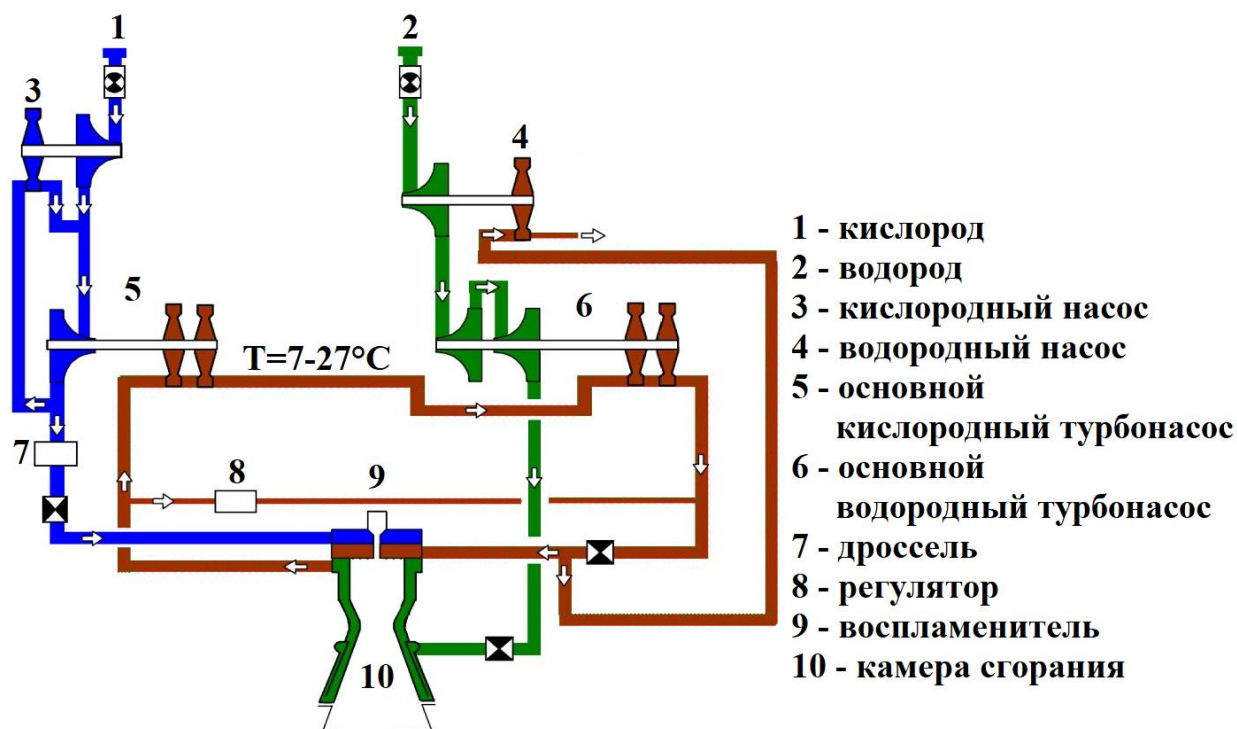


Рисунок 2. Схема двигателя РД-0146 [1, с. 15]

В рамках создания ЖРД семейства РД-0146 были проведены огневые испытания двигателя РД-0146 с лазерным поджигом компонентов топлива; двигателя РД-0146Д в штатных условиях вакуума. В конце 2021 года Роскосмос сообщил об успешном испытании двигателя РД0146Д-1. Ожидается, что в 2024 году будет запущена модернизированная версия ракеты «Ангара-А5М».

Примечателен трёхкомпонентный двигатель РД-701 многоцелевого использования, разработанный АО «НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко» в рамках проекта космического самолёта многоцелевой аэрокосмической системы (МАКС). Двигатель работает в двух режимах: первый – на малых высотах с использованием топливной смеси из керосина и жидкого водорода; второй – на больших высотах с жидким водородным топливом. Давление в камере сгорания, равное 300 бар, считалось рекордно высоким, в августе 2020 года рекорд побил двигатель Space X Raptor (330 бар). На базе РД-701 разработана однокамерная версия под названием РД-704.

Удельный импульс водородных двигателей на $\approx 30\%$ выше, чем аналогичных на керосине при низкой силе тяги и тяговооружённости, которая обусловлена различиями в такте двигателя. В водородном ЖРД в основном используется детандерный цикл, что, следовательно, характеризуется более низким давлением сгорания. В двигателе, работающем на керосине, чаще всего используется ступенчатый цикл сгорания. Такой тип двигателя компенсирует недостаток более низкого удельного импульса по сравнению с водородным ЖРД, за счёт высокого давления сгорания. Стоит отметить, что сложная структура ступенчатого цикла сгорания и повышенное давление сгорания вызывают снижение надёжности ракетной установки.

Таким образом, высокопроизводительные двигатели непрерывно совершенствуются с целью повышения надёжности и ценовой конкурентоспособности, особое внимание уделяется проектированию, изготовлению и ремонту деталей ракетных двигателей [5, с. 90]. Успешно внедряются различные модификации, одна из которых – ЖРД на водородном топливе, прогнозирующем улучшение полезной нагрузки за счёт высокого удельного импульса, и надёжности за счёт детандерного цикла сжигания топлива. Водород широко применяется в различных отраслях промышленности из-за его примечательных характеристик, связанных с высокой теплотой сгорания, низкой молекулярной массой и потенциально нулевым уровнем выбросов. Ввиду высокой производительности водородных двигателей, их разработка началась с 1960-х годов. Несмотря на длительный период исследований, возникают проблемы, связанные с эксплуатацией водородных ЖРД, следовательно, крайне важна разработка основных технологий для их решения, а также проведение исследований по совершенствованию уже известных моделей ЖРД, создание модификаций.

Использованные источники:

1. Ha D., Roh T., Huh H., Lee H. J. Development Trend of Liquid Hydrogen-Fueled Rocket Engines (Part 1: Performance and Operation) // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. – 2022. – С. 12-15.
2. Решетникова В. Космические моторы. Главные разработки Валентина Глушко, известные на весь мир (2018). [Электронный ресурс]. URL: <https://tass.ru/kosmos/5517188> (дата обращения: 01.01.2023).
3. Rachuk V., Titkov N. The first Russian LOX-LH2 expander cycle LRE: RD0146 // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – 2006. – С. 4904.
4. Rozenberg I., Zak A. RD-0146 hydrogen engine (2022). [Электронный ресурс]. URL: <https://www.russianspaceweb.com/rd0146.html> (дата обращения: 01.01.2023).
5. Бруев В.Н. Применение гибридных технологий в аэрокосмической промышленности // LXII МНПК «Фундаментальные и прикладные научные исследования: актуальные вопросы, достижения и инновации». – Пенза, 15 декабря 2022. – С. 90.